

Agostino De Marco
Domenico P. Coiro

Elementi
di
Dinamica e simulazione di volo

Quaderno 12

Il velivolo come sistema dinamico

Settembre 2017

ver. 2017.b

Dichiarazione di Copyright

- Questo testo è fornito per uso personale degli studenti. Viene reso disponibile in forma preliminare, a supporto della preparazione dell'esame di *Dinamica e simulazione di volo*.
- Sono consentite la riproduzione e la circolazione in formato cartaceo o elettronico ad esclusivo uso scientifico, didattico o documentario, purché il documento non venga alterato in alcun modo sostanziale, ed in particolare mantenga le corrette indicazioni di data, paternità e fonte originale.
- Non è consentito l'impiego di detto materiale a scopi commerciali se non previo accordo.
- È gradita la segnalazione di errori o refusi.

Copyright 2010–2017 Agostino De Marco e Domenico P. Coiro,
Università degli Studi di Napoli Federico II
Dipartimento di Ingegneria Industriale

(Legge italiana sul Copyright 22.04.1941 n. 633)

Il velivolo come sistema dinamico

Tutto ciò che puoi immaginare, è reale.

– Pablo Picasso

Indice

12.1 Equazioni della dinamica	3
12.2 Equazioni cinematiche ausiliarie	4
12.3 Equazione di evoluzione	5
12.4 Il vettore degli ingressi	6
12.5 Sintesi del modello aerodinamico e propulsivo	8

Allo scopo di determinare il moto del velivolo nel suo complesso, cioè le storie temporali dei sei gradi di libertà di corpo rigido, è necessario pervenire ad un problema differenziale di valori iniziali in forma chiusa. Nei capitoli precedenti si è messo in evidenza come sia necessario affiancare alle equazioni del moto proiettate in un riferimento mobile delle relazioni differenziali ausiliarie. Ciò permette di esprimere la dinamica del velivolo secondo un formalismo tipico della Teoria dei sistemi dinamici. Sarà dunque possibile interpretarne l'evoluzione nel tempo come una traiettoria nello spazio degli stati e formalizzare il problema del controllo del volo come inseguimento di uno stato di riferimento.

12.1 Equazioni della dinamica

Per fissare le idee, si consideri uno dei sistemi di equazioni del moto ricavate nei capitoli precedenti, ad esempio il sistema (7.10)-(7.11), che qui riscriviamo per comodità del lettore:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = - \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} X_G + X_A + X_T \\ Y_G + Y_A + Y_T \\ Z_G + Z_A + Z_T \end{pmatrix} \quad (7.10)$$

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} &= \frac{1}{\det[I]_B} \begin{bmatrix} I_1 & I_2 & I_3 \\ I_2 & I_4 & I_5 \\ I_3 & I_5 & I_6 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathcal{L}_A + \mathcal{L}_T \\ \mathcal{M}_A + \mathcal{M}_T \\ \mathcal{N}_A + \mathcal{N}_T \end{Bmatrix} + \\ &- \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (7.11)$$

Come osservato nel paragrafo 7.3, quello qui riportato rappresenta un sistema di 6 equazioni differenziali ordinarie nelle incognite:

$$\mathbf{x} = [x_1, \dots, x_{12}]^T = [u, v, w, p, q, r, x_{E,G}, y_{E,G}, z_{E,G}, \phi, \theta, \psi]^T \quad (12.1)$$

Nella scrittura della (12.1) è stata preferita la notazione in grassetto per indicare una matrice colonna, richiamando una consuetudine dell'ingegneria dei controlli e dei testi di Teoria dei sistemi dinamici. In quei campi si direbbe infatti che \mathbf{x} è il *vettore di stato* del velivolo in quanto esso costituisce un insieme di parametri la cui conoscenza in un dato istante permette di determinarne l'evoluzione ed il valore in un istante successivo. In particolare, il vettore di stato è l'insieme delle due colonne \mathbf{x}_d e \mathbf{x}_k :

$$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_d, \mathbf{x}_k]^T \quad (12.2)$$

Il vettore dei parametri dinamici \mathbf{x}_d deve il suo nome al fatto che esso è la parte del vettore di stato la cui evoluzione è determinata dalle equazioni della *dinamica* del velivolo, cioè le leggi di Newton. Osservando che le equazioni (7.10)-(7.11) sono esplicitate rispetto alle derivate temporali delle variabili di stato dinamiche se ne può dare la seguente espressione formale:

$$\dot{\mathbf{x}}_d = \mathbf{f}_d(\mathbf{x}_d, \mathbf{x}_k, \mathbf{u}) \quad (12.3)$$

dove la \mathbf{f}_d è una funzione a valori vettoriali che rappresenta i secondi membri delle sei equazioni scalari che discendono dalle leggi cardinali della Dinamica. Dalla (12.3) emerge la dipendenza delle accelerazioni $\dot{\mathbf{x}}_d$, oltre che dalle variabili di stato, da un ulteriore gruppo di parametri indicato con \mathbf{u} .

12.2 Equazioni cinematiche ausiliarie

Il vettore dei parametri cinematici \mathbf{x}_k è così chiamato perché esso è la parte del vettore di stato che evolve nel tempo per mezzo di equazioni di natura cinematica. Queste ultime sono necessarie alla formulazione di un problema in forma chiusa e vanno aggiunte alle (7.10)-(7.11).

Le equazioni da affiancare al sistema ricavato dalle leggi di Newton sono date da una coppia di *relazioni cinematiche ausiliarie* che esprimono: (i) le derivate temporali delle coordinate del baricentro G rispetto alla terna fissa e (ii) le derivate temporali degli angoli di Eulero del velivolo. La prima è detta *equazione della navigazione* ed è data dalla seguente trasformazione di componenti:

$$\{V\}_E = [T_{EB}]\{V\}_B \quad (12.4)$$

ovvero dalla:

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_{E,G} \\ \dot{y}_{E,G} \\ \dot{z}_{E,G} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & (\sin \phi \sin \theta \cos \psi & (\cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ & - \cos \phi \sin \psi) & + \sin \phi \sin \psi) \\ \cos \theta \sin \psi & (\sin \phi \sin \theta \sin \psi & (\cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ & + \cos \phi \cos \psi) & - \sin \phi \cos \psi) \\ - \sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (12.5)$$

Avendo assunto quella degli assi Terra come terna inerziale, la matrice colonna a primo membro della (12.5) è effettivamente la rappresentazione del vettore V_G nel riferimento \mathcal{T}_E , cioè $\{V\}_{E}$. Ciò giustifica la (12.4).

Il secondo sistema di relazioni cinematiche ausiliarie è dato dalle cosiddette *gimbal equations* [9] o equazioni di evoluzione dell'orientamento:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin \phi \sin \theta}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi \sin \theta}{\cos \theta} \\ 0 & \cos \phi & - \sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad (12.6)$$

che in forma compatta porgono:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = [G]\{\Omega\}_B \quad (12.7)$$

Si osservi come, a differenza della (12.4) o della (12.5), le equazioni di evoluzione dell'orientamento *non* rappresentino delle leggi di trasformazione delle coordinate. Nella (12.7) l'unica rappresentazione di un vettore è la colonna $\{\Omega\}_B$ che compare a secondo membro mentre la matrice colonna $[\phi, \theta, \psi]^T$ *non* è la rappresentazione di alcun vettore ma semplicemente un insieme di derivate temporali di parametri del moto. Pertanto, la matrice $[G]$ non è una matrice ortogonale ed è facile constatare che essa ha determinante pari a $(1/\cos \theta)$.

Viste la (12.5) e la (12.6), si osserva che l'evoluzione degli elementi della matrice colonna $\{x_k\}$ delle incognite cinematiche è data dalla relazione:

$$\{\dot{x}_k\} \equiv [\dot{x}_{E,G}, \dot{y}_{E,G}, \dot{z}_{E,G}, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T = \begin{bmatrix} [T_{EB}] & [0] \\ [0] & [G] \end{bmatrix} \begin{matrix} \\ 3 \times 3 \end{matrix} \{x_d\} \equiv [K]\{x_d\} \quad (12.8)$$

12.3 Equazione di evoluzione

Le equazioni scalari scritte nella forma compatta (12.8) costituiscono le relazioni differenziali che, affiancate al sistema di equazioni del moto negli assi velivolo, permettono di porre un problema di valori iniziali in forma chiusa. Il sistema costituito dalle (7.10),

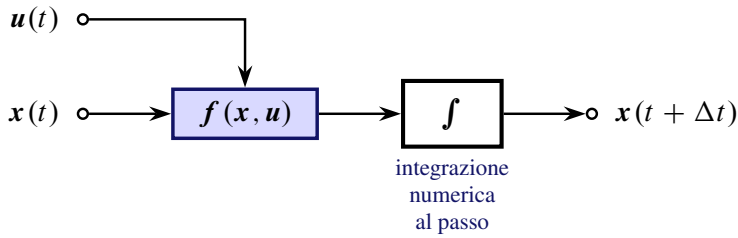


Figura 12.1 Evoluzione del velivolo considerato come sistema dinamico. Nel gergo della simulazione del volo il processo di calcolo di \mathbf{x} negli istanti futuri si dice ‘propagazione’ dello stato.

(7.11) e (12.8) potrà scriversi formalmente come:

$$\begin{Bmatrix} \{\dot{x}_d\} \\ \{\dot{x}_k\} \end{Bmatrix} \equiv \begin{Bmatrix} \dot{x}_d \\ \dot{x}_k \end{Bmatrix} \equiv \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (12.9)$$

La (12.9) conferma che un velivolo, in quanto apparato tecnologico che evolve in un ambiente circostante secondo le leggi delineate in precedenza, può essere trattato come un sistema dinamico. La colonna \mathbf{x} , cioè:

$$\mathbf{x} = [x_1, \dots, x_{12}]^T \quad (12.10)$$

è il *vettore di stato* del sistema costituito dall’insieme delle due colonne \mathbf{x}_d e \mathbf{x}_k . La relazione differenziale (12.9) è detta anche *equazione di evoluzione*.

La figura 12.1 rappresenta una schematizzazione del processo di calcolo numerico dell’evoluzione di un velivolo. In particolare, l’accoppiamento delle equazioni del moto (12.9) a delle condizioni iniziali:

$$\mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \quad \mathbf{u}(0) = \mathbf{u}_0 \quad (12.11)$$

e la conoscenza di una legge di comando $\mathbf{u}(t)$ predefinita conduce ad un problema di valori iniziali ben posto. Data la evidente non linearità delle equazioni del moto, il problema viene risolto attraverso tecniche di integrazione numerica al passo.

12.4 Il vettore degli ingressi

La colonna \mathbf{u} è detta *vettore degli ingressi (inputs)* e costituisce un insieme di parametri regolati per mezzo di un intervento esterno. Si pensi all’azione del pilota sui comandi primari o ad una perturbazione delle condizioni atmosferiche che modifica il vento relativo.

Per un velivolo di configurazione architettonica tradizionale e per volo in aria calma il vettore degli ingressi è dato dalle note variabili di controllo:

$$\mathbf{u} = [\delta_T, \delta_e, \delta_a, \delta_r]^T \equiv [u_1, \dots, u_4]^T \quad (12.12)$$

dove δ_T è il grado di erogazione della spinta (*thrust setting*, tipicamente pari a una percentuale della spinta massima ottenibile) e $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ sono le deflessioni delle superfici di governo convenzionali. In tal caso la storia degli ingressi $\mathbf{u}(t)$ è detta anche *legge di comando*. Dall’esame della (12.12) si constata che la dipendenza da \mathbf{u} espressa con la (12.3) risiede nelle dipendenze che le grandezze (X_A, Y_A, Z_A) , (X_T, Y_T, Z_T) , $(\mathcal{L}_A, \mathcal{M}_A, \mathcal{N}_A)$ e $(\mathcal{L}_T, \mathcal{M}_T, \mathcal{N}_T)$ presentano in generale dai parametri u_i , oltre che dalle stesse variabili di stato.

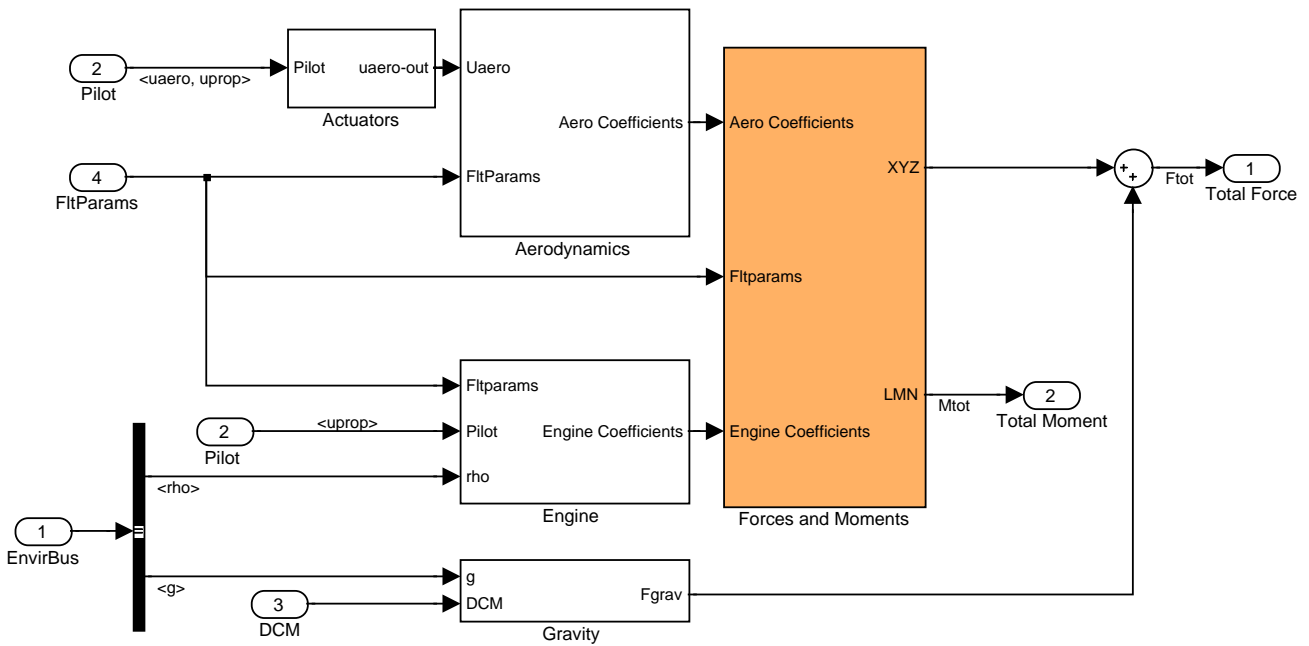


Figura 12.2 Schema Simulink per il calcolo della forza e del momento risultante istantanei.

La figura 12.2 riporta uno schema Simulink per il calcolo istantaneo della forza e del momento baricentrico risultanti. Il blocco denominato ‘Forces and Moments’ effettua il calcolo istantaneo dei vettori $\{F_A\}_B + \{F_T\}_B$ ed $\{\mathcal{M}_A\}_B + \{\mathcal{M}_T\}_B$ mentre il blocco ‘Gravity’ calcola gli elementi di $\{F_G\}_B$. Nel caso generale gli ingressi sono costituiti tanto dall’azione del pilota (segnale denominato ‘Pilot’) quanto dall’eventuale presenza di vento e di agitazioni atmosferiche locali. I segnali denominati ‘EnvirBus’ (*Environment Bus*) e ‘DCM’ (*Direction Cosine Matrix*) rappresentano, rispettivamente, i dati ambientali correnti (posizione geografica, quota, densità, temperatura, eccetera) e l’orientamento del velivolo nel riferimento fisso prescelto. Il segnale ‘FltParams’ (*Flight Parameters*) rappresenta il vettore di stato corrente. I due segnali di uscita di questo schema sono denominati ‘Total Force’ e ‘Total Moment’ e rappresentano i due vettori $\{F\}_B$ ed $\{\mathcal{M}\}_B$, rispettivamente.

I segni positivi delle variabili di controllo sono definiti da ben note convenzioni ed il loro campo di variazione dipende dal particolare velivolo in esame. Nella pratica, la variazione di ciascun ingresso dipende dalla regolazione di un rispettivo *comando* situato nella cabina di pilotaggio (*cockpit controls*). A sua volta, la posizione di ciascun comando può essere normalizzata in modo che essa corrisponda ad una variabile reale in un intervallo $[0, 1]$ oppure $[-1, +1]$.

Solitamente l’intervallo di variazione della posizione della manetta va da 0 (manetta al minimo) a +1 (massima potenza). La figura 12.3 nella pagina successiva mostra un esempio di definizione della posizione della manetta per un motore *turbofan*, data dall’angolo δ_{TLA} (*thrust lever angle*).

Le escursioni della barra o del volantino e della pedaliera sono tutte ridotte ad un intervallo che va da -1 a $+1$, in cui il valore 0 rappresenta la posizione neutra del comando. Per esempio, la barra tenuta nella sua posizione più arretrata ha una regolazione pari a -1 . Di conseguenza, in un velivolo sprovvisto di dispositivi di comando automatico, il bordo d’uscita dell’elevatore è ruotato verso l’alto (escursione negativa), in una posizione che corrisponde univocamente alla minima deflessione $\delta_{e,\min}$ della superficie di governo.

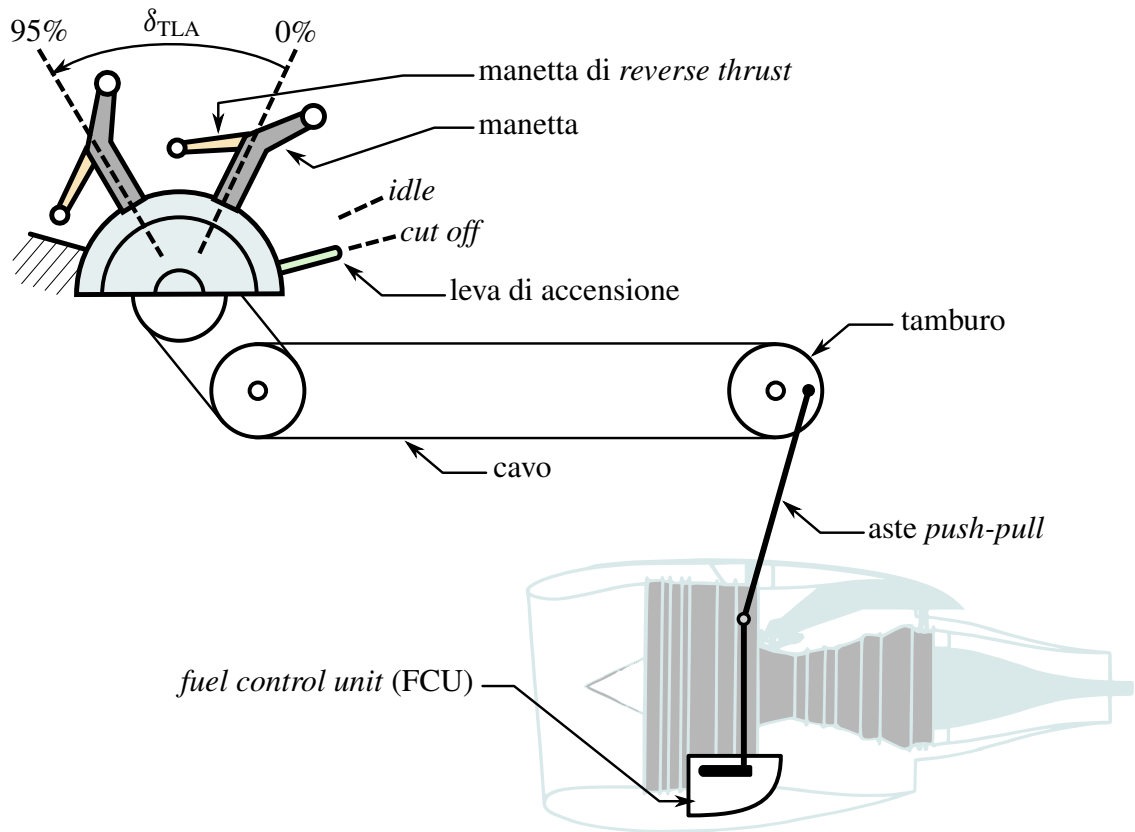


Figura 12.3 Schema di comando (semplificato) di un motore turbofan. La posizione della manetta è individuata dall'angolo δ_{TLA} , detto *thrust lever angle* (TLA). Tipicamente, all'escursione δ_{TLA} corrisponde un determinato livello di spinta T (*thrust needed*). La spinta desiderata è ottenuta attraverso la regolazione automatica del grado di ammissione del carburante (*thrust control system*). La linea di comando collega la manetta al *fuel control unit* del motore.

Quando il pilota tiene premuta la barra nella sua posizione più avanzata il comando dell'elevatore assume un valore pari a $+1$ e l'elevatore è deflesso verso il basso nella posizione corrispondente alla rotazione $\delta_{e,max}$. Analogamente, gli intervalli di escursione degli alettoni e del timone $[\delta_{a,min}, \delta_{a,max}]$ e $[\delta_{r,min}, \delta_{r,max}]$ sono ridotti all'intervallo $[-1, +1]$ di variazione dei rispettivi comandi.

L'evoluzione, cioè la storia temporale $\mathbf{x}(t)$ del vettore di stato, dipende anche dalla storia degli ingressi $\mathbf{u}(t)$. In termini matematici, sia le escursioni effettive massime e minime delle superfici di governo che le regolazioni massime e minime dei comandi corrispondenti sono da considerarsi come un insieme di limiti che definisce il dominio delle variabili di controllo presenti nel vettore \mathbf{u} . Quando c'è la necessità di implementare metodi di risoluzione delle equazioni del moto di un velivolo oppure di algoritmi di controllo del volo basati sull'equazione di evoluzione (12.3), questi limiti di variazione degli ingressi devono essere tenuti in conto opportunamente.

12.5 Sintesi del modello aerodinamico e propulsivo

I dettagli delle espressioni funzionali (12.3) possono essere dedotti esplicitando le sei dipendenze funzionali che costituiscono le componenti di \mathbf{f}_d . Ad esempio, le prime tre vengono dedotte esaminando le (7.10) e tenendo conto delle espressioni (7.14) delle

componenti del peso. Si ottiene pertanto che:

$$\left\{ \begin{aligned} f_1(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \frac{1}{m}(X_A + X_T) - wq + vr - g \sin \theta = \\ &= f_{1A}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + f_{1T}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) - x_3x_5 + x_2x_6 - g \sin x_{11} \\ f_2(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \frac{1}{m}(Y_A + Y_T) - ur + wp + g \cos \theta \sin \phi = \\ &= f_{2A}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + f_{2T}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) - x_1x_6 + x_3x_4 + g \cos x_{11} \sin x_{10} \\ f_3(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \frac{1}{m}(Z_A + Z_T) - vp + uq + g \cos \theta \cos \phi = \\ &= f_{3A}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) + f_{3T}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) - x_2x_4 + x_1x_5 + g \cos x_{11} \cos x_{10} \end{aligned} \right. \quad (12.13)$$

Si confrontino le espressioni delle funzioni f_1 , f_2 ed f_3 con il segnale a tre componenti denominato ‘Total Force’ nello schema Simulink riportato dalla figura 12.2. Delle espressioni analoghe alle (12.13) varranno per le restanti componenti di \mathbf{f}_d . Con riferimento alla figura 12.2, le f_4 , f_5 e f_6 corrisponderanno agli elementi del segnale denominato ‘Total Moment’.

Continuando ad esaminare le (12.13) si osserva che le tre dipendenze funzionali non sono ancora del tutto esplicitate in termini delle variabili indipendenti (\mathbf{x}, \mathbf{u}) . Nel gergo dell’ingegneria dei controlli si dice che le funzioni f_{iA} ed f_{iT} (per $i = 1, 2, 3$) che compaiono a secondo membro delle (12.13) *sintetizzano* il modello delle forze aerodinamiche e propulsive agenti sul velivolo. Tali funzioni non dipendono necessariamente da tutte le variabili di stato e di controllo e spesso variano significativamente solo al variare di alcune di esse. Tali dipendenze saranno più o meno complesse a seconda della configurazione del velivolo, del tipo e numero di superfici di governo e della raffinatezza dei dati aerodinamici e propulsivi di cui si dispone. In generale le f_{iA} ed f_{iT} potrebbero costituire le funzioni di accesso ad un *database* aerodinamico e propulsivo caratteristico dell’aeromobile. In ogni caso esse restituiscono i valori istantanei delle componenti di $\mathbf{F}_A + \mathbf{F}_T$ negli assi velivolo, in relazione allo stato ed all’ingresso correnti.

A meno di una moltiplicazione per la massa m del velivolo, nelle (12.13) si riconoscono le componenti della forza risultante \mathbf{F} nella terna \mathcal{T}_B . Esse hanno la seguente espressione matriciale:

$$\underbrace{\{F\}_B}_{\substack{\{F_A\}_B \\ \{F_T\}_B}} = \underbrace{[T]_{BA}}_{\substack{\{F_A\}_A \\ \{F_T\}_B}} \underbrace{\{F_A\}_A + \{F_T\}_B}_{\substack{\{F_A\}_A \\ \{F_T\}_B}} + \underbrace{[T]_{BE}}_{\substack{\{F_G\}_B \\ \{F_G\}_E}} \underbrace{\{F_G\}_E}_{\substack{\{F_G\}_B \\ \{F_G\}_E}} \quad (12.14)$$

$$\underbrace{\{F_A\}_A + \{F_T\}_B}_{\substack{\{F_A\}_A \\ \{F_T\}_B}} = m \begin{Bmatrix} f_{1A} + f_{1T} \\ f_{2A} + f_{2T} \\ f_{3A} + f_{3T} \end{Bmatrix}$$

Il terzo addendo $\{F_G\}_B$ a secondo membro della (12.14) costituisce il vettore peso nella sua rappresentazione (7.14) ricavata precedentemente a pagina 7. Analogamente al contributo gravitazionale anche i primi due addendi sono espressi a partire dalle loro rappresentazioni più convenienti, cioè quella in assi aerodinamici per la forza aerodinamica e quella in assi

velivolo per la forza propulsiva. Pertanto, nella (12.14) le forze di diversa natura:

$$\{F_A\}_A = \begin{Bmatrix} -D \\ Y_A \\ -L \end{Bmatrix}, \quad \{F_T\}_B = \begin{Bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{Bmatrix}, \quad \{F_G\}_E = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ W \end{Bmatrix} \quad (12.15)$$

che contribuiscono alla forza risultante istantanea sono espresse a partire da rappresentazioni direttamente collegabili allo stato del velivolo e alle regolazioni correnti degli ingressi.

Con riferimento allo schema Simulink della figura 12.2 a pagina 7, i tre addendi a secondo membro della (12.14) sono rappresentati, rispettivamente, dalle uscite dei blocchi ‘Aerodynamics’, ‘Engine’ e ‘Gravity’.

Bibliografia

- [1] W. R. Hamilton, *Lectures on Quaternions*, Hodges & Smith, 1853.
- [2] O. Rodrigues, “Des lois géométriques qui régissent les déplacements d’un système solide dans l’espace, et de la variation des coordonnées provenant de ses déplacements considérées indépendamment des causes qui peuvent les produire”, *Journal des Mathématiques Pures et Appliquées*, vol. 5, 1840.
- [3] E. Salamin, “Application of Quaternions to Computation with Rotations”, Working paper, Stanford AI Lab, 1979.
- [4] A. P. Yefremov, “Quaternions: Algebra, Geometry and Physical Theories”, *Hypercomplex Numbers in Geometry and Physics*, vol. 1, 2004.
- [5] Schwab A. L., “Quaternions, Finite Rotations and Euler Parameters”, Course notes on Applied Multibody Dynamics, Delft University of Technology, Laboratory for Engineering Mechanics, 2003.
<http://tam.cornell.edu/~als93/quaternion.pdf>.
- [6] AIAA/ANSI, *Recommended Practice for Atmospheric and Space Flight Vehicle Coordinate Systems*. R-004-1992, 1992.
- [7] G. H. Bryan, *Stability in Aviation: An Introduction to Dynamical Stability as Applied to the Motions of Aeroplanes*. Macmillan and Co., Limited, London, 1911.
- [8] D. J. Diston, *Computational Modelling of the Aircraft and the Environment. Volume 1, Platform Kinematics and Synthetic Environment*. John Wiley & Sons, Inc., 2009.
- [9] W. F. Phillips, *Mechanics of Flight*. John Wiley & Sons, Inc., 2004.
- [10] W. F. Phillips, “Phugoid Approximation for Conventional Airplanes”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, January-February 2000.
- [11] W. F. Phillips, “Improved Closed-Form Approximation for Dutch-Roll”, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 1, May-June 2000.
- [12] R. Stengel, *Flight Dynamics*. Princeton University Press, Princeton, 2004.
- [13] M. R. Napolitano, *Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation*. John Wiley, 2012.

- [14] D. K. Schmidt, *Modern Flight Dynamics*. McGraw-Hill, 2010.
- [15] B. Stevens, F. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*. John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- [16] D. Stinton, *The Anatomy of the Airplane* (2nd edition). American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [17] B. Etkin, *Dynamics of Flight, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1982.
- [18] M. Calcara, *Elementi di dinamica del velivolo*. Edizioni CUEN, Napoli, 1988.
- [19] L. V. Schmidt, *Introduction to Aircraft Flight Dynamics*. AIAA Education Series, 1998.
- [20] W. J. Duncan, *Control and Stability of Aircraft*. Cambridge University Press, Cambridge, 1952.
- [21] R. Jategaonkar, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, 2006.
- [22] C. D. Perkins, R. E. Hage, *Aircraft Performance, Stability and Control*. John Wiley & Sons, New York, 1949.
- [23] J. R. Wright, J. E. Cooper, *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley & Sons, Inc., 2007.
- [24] V. Losito, *Fondamenti di Aeronautica Generale*. Accademia Aeronautica, Napoli, 1994.
- [25] E. Torenbeek, H. Wittenberg, *Flight Physics*. Springer, Heidelberg, 2009.
- [26] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. Second Edition. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2007.
- [27] J. D. Mattingly, *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA. 2006.
- [28] K. Hünecke, *Jet Engines. Fundamentals of Theory, Design and Operation*. Motorbooks International, 1997.
- [29] A. Linke-Diesinger, *Systems of Commercial Turbofan Engines*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 2008.
- [30] F. R. Garza, E. A. Morelli, "A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations with MATLAB". NASA-TM-2003-212145, January 2003.
- [31] Voce WGS84 su *Wikipedia*:
http://en.wikipedia.org/wiki/World_Geodetic_System

- [32] Anonimo, *Department of Defense World Geodetic System 1984. Its Definition and Relationship with Local Geodetic Systems*. NIMA TR8350.2, Third Edition, Amendment 2. National Imagery and Mapping Agency, US Department of Defense, 2004.
- [33] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. DARcorporation, 2001.
- [34] H. T. Schlichting, E. A. Truckenbrodt, *Aerodynamics of the Aeroplane*. McGraw Hill Higher Education, 2nd edition, 1979.
- [35] M. M. Munk, “The aerodynamic forces on airship hulls”. NACA-TR-184, 1924.
- [36] A. Silverstein, S. Katzoff, “Aerodynamic characteristics of horizontal tail surfaces”. NACA-TR-688, 1940.
- [37] R. I. Sears, “Wind-tunnel data on the aerodynamic characteristics of airplane control surfaces”. NACA-WR-L-663, 1943.
- [38] E. Garner, “Wind-tunnel investigation of control-surface characteristics XX: plain and balanced flaps on an NACA 0009 rectangular semispan tail surface”. NACA-WR-L-186, 1944.
- [39] J. D. Brewer, M. J. Queijo, “Wind-tunnel investigation of the effect of tab balance on tab and control-surface characteristics”. NACA-TN-1403, 1947.
- [40] S. M. Crandall, H. E. Murray, “Analysis of available data on the effects of tabs on control-surface hinge moments”. NACA-TN-1049, 1946.
- [41] B. W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley & Sons, 1979.
- [42] B. N. Pamadi, *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*. AIAA Education Series, 1998.
- [43] A. Tewari, *Atmospheric and Space Flight Dynamics. Modelling and Simulation with Matlab and Simulink*. Birkhäuser, Berlin, 2007.
- [44] D. Howe, *Aircraft Loading and Structural Layout*. AIAA Education Series, 2004.
- [45] P. Morelli, *Static Stability and Control of Sailplanes*. Levrotto & Bella, Torino, 1976.
- [46] L. Prandtl, O. G. Tietjens, *Fundamentals of Hydro and Aeromechanics*. Dover, 1957.
- [47] R. K. Heffley, W. F. Jewell, “Aircraft Handling Qualities Data”. NASA-CR-2144, December 1972.
- [48] H. P. Stough III, J. M. Patton Jr, S. M. SliWa, “Flight Investigation of the Effect of Tail Configuration on Stall, Spin, and Recovery Characteristics of a Low-Wing General Aviation Research Airplane”. NASA-TP-1987-2644, February 1987.

- [49] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill, 3rd edition, New York, 2001.
- [50] J. J. Bertin, *Aerodynamics for Engineers*. Prentice-Hall, 4th edition, Upper Saddle River, NJ, 2002.
- [51] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2nd edition, Cambridge, England, U.K., 2001.
- [52] D. E. Hoak, *et al.*, “The USAF Stability and Control Datcom”. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, TR-83-3048, 1960 (Revised 1978).
- [53] R. T. Jones, “A Note on the Stability and Control of Tailless Airplanes”. NACA Report 837, 1941.
- [54] D. P. Coiro, F. Nicolosi, A. De Marco, N. Genito, S. Figliolia, “Design of a Low Cost Easy-to-Fly STOL Ultralight Aircraft in Composite Material”. *Acta Polytechnica*, Vol. 45 no. 4, 2005, pp. 73-80; ISSN 1210-2709.
- [55] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Flight Tests, Performances and Flight Certification of a Twin-Engine Light Aircraft”. *Journal of Aircraft*, Vol 48, No. 1, January-February 2011.
- [56] F. Nicolosi, A. De Marco, P. Della Vecchia, “Parameter Estimation and Flying Qualities of a Twin-Engine CS23/FAR23 Certified Light Aircraft”. AIAA-2010-7947, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, 2010.
- [57] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*, Dover Publications, 2005.
- [58] L. Mangiacasale, *Flight Mechanics of a μ -Airplane*, Edizioni Libreria CLUP, Milano, 1998.
- [59] G. Mengali, *Elementi di Dinamica del Volo con Matlab*, Edizioni ETS, Pisa, 2001.
- [60] R. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, 1989.
- [61] Y. Li, M. Nahon, “Modeling and simulations of airship dynamics”, *Journal of Guidance, Controls and Dynamics*, Vol 30, No. 6, November-December 2007.
- [62] Y. Fan, F. H. Lutze, E. M. Cliff, “Time-Optimal Lateral Maneuvers of an Aircraft”, *Journal of Guidance, Controls and Dynamics*, Vol 18, No. 5, September-October 1995.
- [63] J. N. Nielsen, *Missile Aerodynamics*, AIAA, Cambridge, MA, 1988.
- [64] T. I. Fossen, *Guidance and Control of Ocean’s Vehicles*, Wiley, New York, 1998.
- [65] J. N. Newman, *Marine Hydrodynamics*, MIT Press, Cambridge, MA, 1977.
- [66] E. L. Duke, R. F. Antoniewicz, K. D. Krambeer, “Derivation and Definition of a Linear Aircraft Model”. Technical Report NASA Reference Publication RP-1207, Research Engineering, NASA Ames Research Center and NASA Dryden Flight Research Facility, 1988.

- [67] G. A. Stagg, *An Unsteady Aerodynamic Model for Use in the High Angle of Attack Regime*. MS thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1998.
- [68] Y. Fan, *Identification of an Unsteady Aerodynamic Model up to High Angle of Attack Regime*. PhD thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 1997.
- [69] *MATLAB Users' Guide*. The Mathworks, 2003 ed edizioni successive.
<http://www.mathworks.com/>
<http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/techdoc/matlab.html>
- [70] V. Comincioli, *Analisi numerica: metodi, modelli, applicazioni*. McGraw-Hill, 1990, seconda edizione 1995.
- [71] E. Kreyszig, *Advanced Engineering Mathematics*. John Wiley & Sons, seventh edition, 1993.
- [72] C. de Boor, *A Practical Guide to Splines*. Springer-Verlag, 1978.
- [73] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling, B. P. Flannery, *Numerical Recipes in Fortran: The Art of Scientific Computing*. Cambridge University Press, 1992.
- [74] G. Dahlquist, A. Bjorck, *Numerical Methods. Volume I: Fundamentals of Numerical Discretization*. John Wiley & Sons, 1988.
- [75] R. D. Richtmyer, K. W. Morton, *Difference Methods for Initial Value Problems*. Wiley-Interscience, 1967.
- [76] C. Hirsch, *Numerical Computation of Internal and External Flows*. John Wiley & Sons, 1994.
- [77] R. D. Finck, "USAF Stability and Control Datcom". AFWAL-TR-83-3048, October 1960, Revised 1978.
- [78] S. R. Vukelich, J. E. Williams, "The USAF Stability and Control Digital Datcom". AFFDL-TR-79-3032, Volume I, April 1979, Updated by Public Domain Aeronautical Software 1999.
- [79] W. B. Blake, "Prediction of Fighter Aircraft Dynamic Derivatives Using Digital Datcom". AIAA-85-4070, AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, Colorado, 1985.
- [80] Autori Vari, Distribuzione ufficiale di Digital Datcom, sito internet:
<http://wpage.unina.it/agodemar/DSV-DQV/Digital-Datcom-Package.zip>
- [81] B. Galbraith, "Digital Datcom+", Holy Cows, Inc., sito internet: <http://www.holycows.net/datcom/>